

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 671 189**

51 Int. Cl.:

B64D 41/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **12.06.2015** **E 15382309 (1)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **25.04.2018** **EP 3103725**

54 Título: **Aeronave con un generador eléctrico auxiliar sujeto al fuselaje de la aeronave mediante un sistema de sujeción**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
05.06.2018

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS, S.L. (100.0%)
Avda. John Lennon, s/n
28906 Getafe, Madrid, ES

72 Inventor/es:

PALOMARES MORA, ÁNGEL

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 671 189 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Aeronave con un generador eléctrico auxiliar sujeto al fuselaje de la aeronave mediante un sistema de sujeción

Campo de la invención

5 La presente invención se refiere a una aeronave con un generador eléctrico auxiliar (Auxiliary Power Unit, APU) unido al fuselaje del avión por medio de un sistema de sujeción.

Antecedentes de la invención

El generador eléctrico auxiliar (APU) proporciona energía auxiliar (neumática y eléctrica) a los diferentes sistemas en un avión y el arranque del motor principal.

10 El APU convencionalmente se encuentra suspendido mediante varios enganches rígidos que lo sujetan al fuselaje, generalmente, de la estructura del cono de cola.

15 El sistema de suspensión del APU asegura la eliminación de todos los grados de libertad de movimiento del sistema permitiendo a la vez un movimiento relativo que permita absorber la dilatación térmica del APU y admitir las tolerancias de fabricación y ensamblaje. Además, tiene el propósito de aislar a la aeronave de las vibraciones de la máquina y viceversa, por ejemplo, el aislamiento del APU de las cargas dinámicas aerodinámicas y de inercia procedentes de la aeronave mediante la creación de un sistema de amortiguador y muelle que evita el acoplamiento dinámico entre el APU y la aeronave y minimiza amplificaciones de carga en las frecuencias críticas.

20 Los sistemas de suspensión del APU que se conocen comprenden varios puntales o barras de suspensión que sujetan el APU a la estructura del cono de cola. Los mismos también comprenden aislantes de vibraciones fijados a los extremos de los puntales adyacentes al motor o generador eléctrico auxiliar para reducir la transmisión de vibraciones y choques del APU a la estructura de la aeronave y vice-versa. Los aislantes de vibraciones comprenden una carcasa en contacto con los puntales que envuelve a un elemento elastomérico para absorber dichas vibraciones.

Además, cuentan con elementos de fijación al APU para la unión de los aislantes de vibraciones al APU. Los puntales están unidos a una extensión de la carcasa. Cada aislante de vibraciones y su correspondiente elemento de fijación al APU se denomina una montura (o su término en inglés "mount").

25 Por último, varios elementos de fijación a la estructura se sitúan en los extremos de los puntales adyacentes a la estructura del cono de cola del fuselaje para la unión de los puntales a dicha estructura de fuselaje.

De esta manera el sistema de suspensión por puntales rígidos une el APU a la estructura del fuselaje de forma rígida, absorbiendo los puntales las tensiones, compresiones y, en algunos conceptos de diseño, las cargas cortantes o de cizalla.

30 Un ejemplo de estos sistemas es el que se describe en el documento WO 2006/108028 A2, que se refiere a un sistema de suspensión de un generador eléctrico auxiliar de una aeronave para el aislamiento de un generador eléctrico auxiliar que incluye al menos un vínculo suspensor.

35 Sin embargo, estos sistemas dan lugar a algunos problemas relacionados con desgastes, resonancias, y daños en herrajes debido a la transmisión de cargas. Además de eso, la carcasa de los sistemas de amortiguación es generalmente pesada y no muy eficiente.

Sumario de la invención

Por lo tanto, el objeto de la invención es proporcionar una aeronave con un generador eléctrico auxiliar (APU) unido al fuselaje del avión por medio de un sistema de fijación que resuelva los inconvenientes anteriormente mencionados.

5 La invención proporciona una aeronave con un generador eléctrico auxiliar unido al fuselaje del avión por medio de un sistema de fijación, estando el generador eléctrico auxiliar colocado dentro de la estructura de la aeronave, y comprendiendo a su vez:

- una pluralidad de cables estructurales que unen el generador eléctrico auxiliar a la estructura de fuselaje de la aeronave,
- un dispositivo de fijación situado en el extremo de cada cable estructural para conectar el cable estructural a la estructura de fuselaje de la aeronave, comprendiendo cada dispositivo de fijación:
 - o una placa metálica adyacente a la estructura del fuselaje de la aeronave
 - o una capa de material elastomérico amortiguador adyacente a la placa metálica, de tal manera que la placa metálica está colocada entre la capa de material elastomérico amortiguador y la estructura del fuselaje de la aeronave,

10 estando el dispositivo de fijación unido a la estructura del fuselaje de la aeronave por medios de fijación.

Con esta configuración la trayectoria de carga es más sencilla de controlar y, como los cables no tienen que soportar cargas de compresión o cortadura (sólo trabajan a tensión), son más ligeros, lo que resulta en una reducción del peso, un parámetro clave en el diseño de una aeronave.

Otras realizaciones ventajosas serán descritas en las reivindicaciones dependientes.

20 Breve descripción de los dibujos

Para una comprensión más completa de la presente invención, se describirá a continuación con mayor detalle, haciendo referencia a los dibujos adjuntos, en los cuales:

La Figura 1 es una vista en perspectiva de una aeronave de la invención.

La Figura 2 es una vista de la parte trasera del fuselaje de la aeronave de la invención, incluyendo su cono de cola.

25 La Figura 3 es una vista de la sección del cono de cola de la aeronave, que muestra un generador eléctrico auxiliar.

La Figura 4 es una vista esquemática del cono de cola de la aeronave y el generador eléctrico auxiliar, con un sistema de fijación.

La Figura 5 es una vista esquemática de un dispositivo de fijación del sistema de fijación.

La Figura 6 es una vista en planta esquemática del dispositivo de fijación de la figura 5.

30 La Figura 7 es una vista de la configuración de un cable estructural del sistema de fijación.

Descripción detallada de la invención

La Figura 1 muestra una aeronave 1 de la invención con su fuselaje 2, y la Figura 2 muestra, con más en detalle, la parte posterior 4 de la aeronave 1 de la figura 1, incluyendo el cono de cola 3.

5 La Figura 3 muestra el cono de cola 3 de la aeronave 1 de las figuras 1 y 2 conectado al resto de la estructura de fuselaje del avión 2, con una unidad de generación eléctrica auxiliar 5 (APU) en el interior, y las figuras 3 y 4 muestran la unidad de generación eléctrica auxiliar 5 unida al fuselaje del avión 2 en el cono de cola 3 del fuselaje 2.

10 La Figura 4 muestra el sistema de fijación que fija la unidad de generación eléctrica auxiliar 5 al fuselaje del avión 2 de una forma esquemática. El sistema de fijación comprende una pluralidad de cables estructurales 6 que unen la unidad de generación eléctrica auxiliar 5 a la estructura de fuselaje del avión 2, como puede verse en la figura 4. El sistema también comprende un dispositivo de fijación 7 (representado en detalle en las figuras 5 y 6) situado en el extremo de cada cable estructural para conectar el cable estructural a la estructura del fuselaje del avión 2. Cada dispositivo de fijación 7 de las figuras 5 y 6 comprende:

- o una placa metálica 8 adyacente a la estructura del fuselaje de la aeronave 2,
- o una capa de material elastomérico amortiguador 9 adyacente a la placa metálica, de tal manera que la placa metálica 8 está colocada entre la capa de material elastomérico amortiguador 9 y la estructura del fuselaje de la aeronave 2,

Las figuras 5 y 6 muestran también que el dispositivo de fijación 7 se une a la estructura del fuselaje del avión 2 por medios de fijación 10.

20 El sistema de fijación que fija los cables 6 a la estructura del fuselaje del avión 2 debe ser capaz de absorber las vibraciones transmitidas desde el APU a la estructura del fuselaje 2 debido al funcionamiento del motor o por los desplazamientos inerciales de la máquina.

En cuanto a los cables estructurales 6 que vinculan la unidad de generación eléctrica auxiliar 5 a la estructura de fuselaje de la aeronave 2, pueden ser cables metálicos, que son los más comunes que se pueden encontrar en el mercado.

25 Los cables estructurales 6 del sistema se pueden construir como un trenzado helicoidal por torsión de varios hilos alrededor de una hebra central 11 metálica o de fibra 12 (véase el gráfico 7).

30 Para fines de montaje e instalación, puede pintarse una franja longitudinal a lo largo de toda la longitud de la hebra o cuerda de alambre mientras está bajo una tensión medida prescrita. El dibujo de franja o franjas permite que el montaje de la hebra estructural o cuerda de alambres estructural se instale en la orientación apropiada. Si la franja permanece recta tras su ensamblado, una vez sometida a las cargas de tensión como las medidas durante su fabricación, su longitud será la misma que la medida durante su fabricación.

35 Generalmente se utiliza alambre galvanizado (recubierto de zinc) en la hebra / cuerda para combatir los entornos corrosivos del agua salada, los contaminantes atmosféricos, la humedad y las condiciones húmedas. La combinación de las propiedades físicas de la hebra y cuerda de alambres y del recubrimiento de cinc se ha utilizado con éxito en muchas aplicaciones.

La sujeción correcta de los anclajes receptores es de vital importancia debido a que la conexión debe ser tan fuerte como lo es la hebra o la cuerda de alambres. Pero también, la sujeción debe ser capaz de absorber las vibraciones transmitidas desde el APU a la estructura debido a la operación del motor o por los desplazamientos inerciales de la máquina.

40 Las actuales suspensiones del sistema están compuestas por ocho puntales metálicos y cuatro aislantes para amortiguar la transmisión de cargas del APU a la estructura. El peso de estos sistemas es de alrededor de 15Kg.

ES 2 671 189 T3

Un concepto de diseño equivalente basado en cables 6 puede estar compuesto por 16 cables 6 de 12,7 mm (½ pulgada) de diámetro y una longitud media de alrededor de 1 metro (3 pies).

5 De esta manera, el peso total de los cables 6 sería de alrededor de $= 16 * 3 * 0,24 = 11,52$ libras = 5.184Kg. Añadiendo el peso de los anclajes receptores de los cables, el peso total del nuevo concepto de sistema podría ser alrededor de 10Kg, así que hay una reducción de peso importante.

De acuerdo con una realización de la invención, hay 16 cables estructurales 6 que unen el generador eléctrico auxiliar 5 a la estructura de fuselaje del avión 2,

10 En cuanto a los medios de fijación 10 que unen el dispositivo de fijación 7 a la estructura del fuselaje del avión 2, pueden comprender pernos que se extienden a través de la placa metálica 8 y la capa de material elastomérico amortiguador 9. Como se muestra en la figura 5, la porción de los pernos que atraviesa la placa metálica 8 y la capa de material elastomérico amortiguador 9 está rodeada por cojinetes o casquillos 13 en la forma de realización representada.

15 Aunque la presente invención se ha descrito enteramente en conexión con realizaciones preferidas, es evidente que se pueden introducir modificaciones dentro del alcance de la misma, sin considerar esto como limitado por estas realizaciones, sino por el contenido de las siguientes reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1.- Una aeronave (1) con un generador eléctrico auxiliar (5) sujeto al fuselaje (2) de la aeronave por medio de un sistema de sujeción, estando situado dicho generador eléctrico auxiliar (5) dentro de la estructura de fuselaje (2) de la aeronave, caracterizada porque el sistema de sujeción comprende:

- 5
- una pluralidad de cables estructurales (6) que unen el generador eléctrico auxiliar (5) a la estructura de fuselaje (2) de la aeronave,
 - un dispositivo de sujeción (7) situado en el extremo de cada cable estructural (6) para conectar el cable estructural (6) a la estructura de fuselaje (2) de la aeronave, comprendiendo cada dispositivo de sujeción (7):
 - o una placa metálica (8) adyacente a la estructura de fuselaje (2) de la aeronave,
- 10
- o una capa de material elastomérico amortiguador (9) adyacente a la placa metálica (8), de tal manera que la placa metálica (8) está colocada entre la capa de material elastomérico amortiguador (9) y la estructura del fuselaje (2) de la aeronave,

estando el dispositivo de sujeción (7) unido a la estructura de fuselaje (2) de la aeronave por medios de sujeción (10).

15 2.- Una aeronave (1) con un generador eléctrico auxiliar (5) unido al fuselaje (2) del avión por medio de un sistema de sujeción según la reivindicación 1, en el que los cables estructurales (6) son metálicos.

3.- Una aeronave (1) con un generador eléctrico auxiliar (5) unido al fuselaje (2) del avión por medio de un sistema de sujeción según la reivindicación 2, en el que los cables estructurales (6) están galvanizados.

20 4.- Una aeronave (1) con un generador eléctrico auxiliar (5) unido al fuselaje (2) del avión por medio de un sistema de sujeción según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que los cables estructurales (6) comprenden varios hilos (11) alrededor de una hebra central (12) metálica o de fibra.

5.- Una aeronave (1) con un generador eléctrico auxiliar (5) unido al fuselaje (2) del avión por medio de un sistema de sujeción según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que hay 16 cables estructurales (6) que unen el generador eléctrico auxiliar (5) a la estructura de fuselaje (2) de la aeronave.

25 6.- Una aeronave (1) con un generador eléctrico auxiliar (5) unido al fuselaje (2) del avión por medio de un sistema de sujeción según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en el que los medios de sujeción (10) que unen el dispositivo de sujeción (7) a la estructura de fuselaje (2) de la aeronave comprenden pernos que se extienden a través de la placa metálica (8) y la capa de material elastomérico amortiguador (9), estando la porción de los pernos que atraviesa la placa metálica (8) y la capa de material elastomérico amortiguador (9) rodeada por cojinetes o casquillos (13).

30 7.- Una aeronave (1) con un generador eléctrico auxiliar (5) unido al fuselaje (2) del avión por medio de un sistema de sujeción según cualquiera de las reivindicaciones anteriores, en la que el generador eléctrico auxiliar (5) está sujeto al fuselaje de la aeronave (2) en el cono de cola (3) del fuselaje de la aeronave (2).

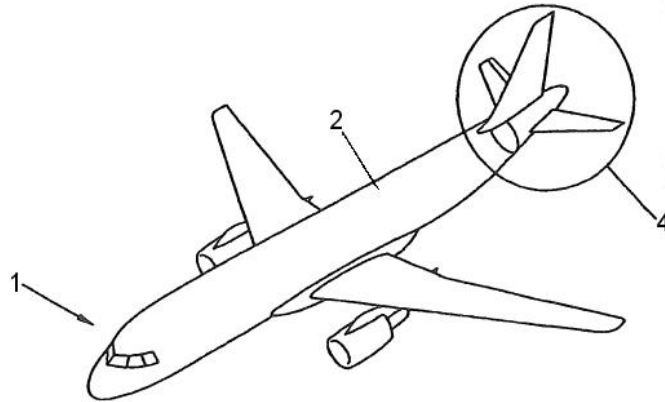


FIG. 1

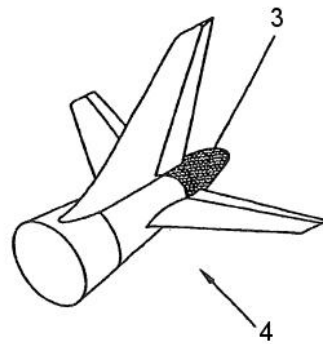


FIG. 2

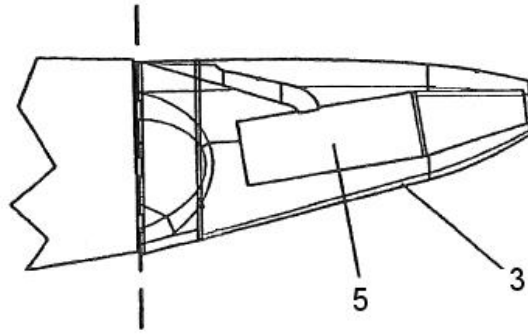


FIG. 3

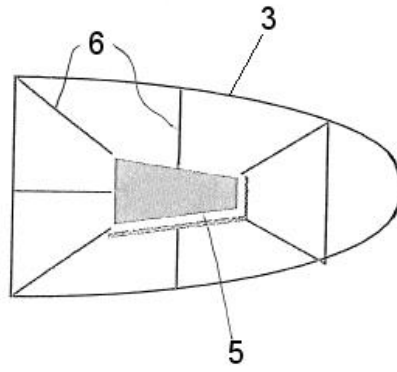


FIG. 4

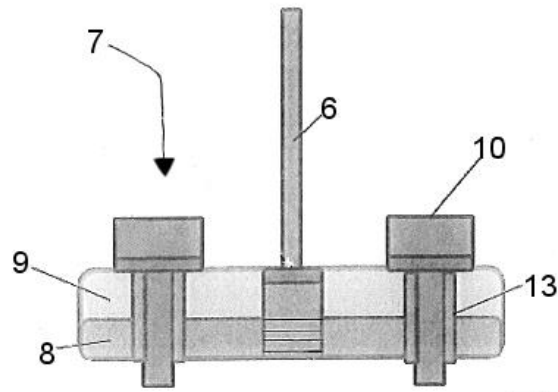


FIG. 5

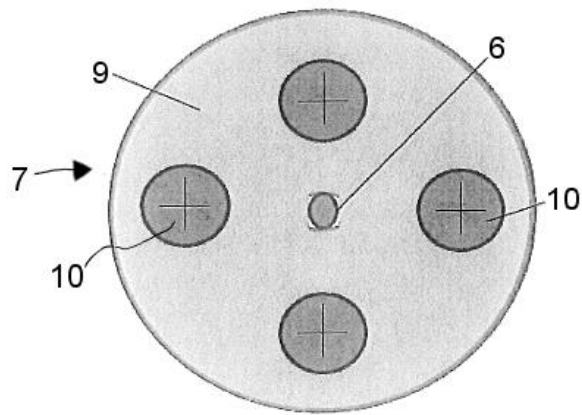


FIG. 6

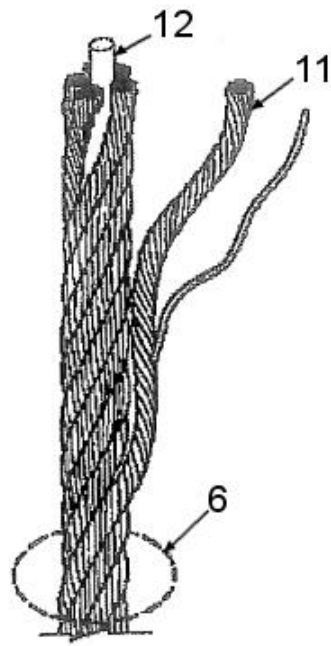


FIG. 7